

# Review of a Swirl Double Base Injector Performance by It's Hot-Fire Test on a Laboratory Liquid Micro Impulse Engine With Single Injector

A. Mehrabi<sup>1\*</sup> and F. Ommi<sup>2</sup>

1, 2. Department of Mechanic Engineerin, T. M. Univercity

Postal Code: 13616855861, Tehran, IRAN

\*Ali.mehrabi@srbiau.ac.ir

*Because of vast applications of Liquid fuel engines in rockets and importance of their functional parameters such as trust, specific impulse and fuel consumption in engine performance, it is needed to be tested in different functional conditions before operation in actual missions. The analysis of test data used to improve the design, engine troubleshooting and to expand the production program for future rockets. Selecting the suitable injector(s) is the key parameter for improving combustion parameters. With respect to finding the effective ways to analyzing the engine hardware performance without neglecting from their main characteristics, one of the alternatives is doing the hot-fire tests by using a sub scaled engine instead of the full-scale engine. In this research, the design process and manufacturing details of a 300N trust (nominal) micro engine with single swirl Injector is presented. Initial firings using the actual fuel and oxide were not successful. Low fuel flow, low mixing area of the fuel and oxide, and contamination in the self ignition fuel (TR-1) were considered to be the reasons. Overcoming to these problems resulted in successful firing of the subscale engine.*

**Keywords:** Liquid propellant micro engine, Swirl injector, Hot-fire test, Thrust

---

1. Educator (Corresponding Author)  
2. Associate Professor

# بررسی نحوه عملکرد انژکتور دوپایه گریز از مرکز با استفاده از آزمایش گرم آن در یک میکروموتور ضربه‌ای تک انژکتور پیش‌رانه مایع آزمایشگاهی

علی مهربانی<sup>۱\*</sup> و فتح اله امی<sup>۲</sup>

۱ و ۲- دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه تربیت مدرس

\*تهران - کدپستی: ۱۳۶۱۶۸۵۵۶۱

Ali.mehrabi@srbiau.ac.ir

با توجه به کاربرد وسیع موتورهای پیش‌رانه مایع در موشک‌ها و اهمیت تعیین پارامترهای اصلی مثل میزان پیش‌ران، ضربه مخصوص و میزان مصرف پیش‌ران در میزان کارایی موشک‌ها، قبل از اینکه این موتورها در شرایط عملیاتی قرار گیرند، آنها را در شرایط مختلف کارکردی مورد آزمایش قرار می‌دهند. از تجزیه و تحلیل نتایج این آزمایش‌ها برای بهبود طراحی و رفع عیب‌های موتور یا گسترش برنامه ساخت موشک‌های آینده استفاده می‌کنند. برای توسعه موتور پیش‌ران مایع، انتخاب انژکتور مناسب، اولین مرحله برای بررسی بهبود پارامترهای احتراق است. با توجه به لزوم یافتن راه‌های مؤثر برای ارزیابی سخت‌افزارهای موتور بدون چشم‌پوشی از مشخصات اصلی آنها، یکی از این راه‌ها به کاربرد یک موتور کوچک در آزمایش‌ها به جای موتور واقعی است. در این پژوهش فرآیند طراحی و ساخت یک میکروموتور پیش‌ران مایع با تک انژکتور گریز از مرکز آزمایشگاهی با نیروی پیش‌ران نامی ۳۰۰ نیوتن نیروی پیش‌ران ارائه شده است. استارت‌های اولیه با پیش‌ران واقعی برای آزمایش گرم میکروموتور ناموفق بودند. دبی کم احیاکننده نسبت به اکسیدکننده، کمبود میزان اختلاط احیاکننده و اکسیدکننده و وجود ناخالصی در احیاکننده خود مشتعل به‌عنوان دلایل عدم موفقیت مطرح شدند. برطرف کردن موارد مذکور به انجام آزمایش‌های موفق و نتایج قابل قبول آن انجامید.

واژه‌های کلیدی: میکروموتور پیش‌ران مایع، انژکتور گریز از مرکز، آزمایش گرم، نیروی پیش‌ران

فهرست علائم	
L	طول، m
D,d	قطر، mm
t	ضخامت، mm
Q	گرما، °k
C*	سرعت مشخصه، m/sec
$\rho$	چگالی، kg/m <sup>3</sup>
$\gamma$	نسبت گرمای ویژه
$\varphi_c$	ضریب نازل
$\beta$	زاویه ورودی نازل
2 $\alpha$	زاویه قسمت واگرایی نازل
f	سوخت (احیاکننده)
O	اکسیدکننده
cc	محفظه احتراق
P	فشار، bar
T	دما، °k
F	نیرو (پیش‌ران)
A	مساحت، m <sup>2</sup>
$I_s$	ضربه مخصوص، sec
q	شدت دبی، kg/sec.m <sup>2</sup>
$\dot{m}$	دبی جرمی، kg/sec
V <sub>kc</sub>	حجم قسمت همگرایی نازل، m <sup>3</sup>

۱. مری (نویسنده مخاطب)

۲. دانشیار

به صورت مستقل عمل می‌کنند. در واقع ناحیه احتراق شامل تعداد زیادی از شعله‌های مشخص جدای تشکیل شده در خروجی انژکتورهاست که در این صورت شعله‌های تشکیل شده در انژکتورها تداخل بسیار اندکی با یکدیگر دارند [۲]. بنابراین می‌توان با انجام آزمایش گرم تک انژکتور در شرایط فشار محیطی و شرایط خلأ نتایج به‌دست آمده را با تقریب خوبی برای صفحه انژکتور با چند عدد از این انژکتورها نیز به کار برد.

بهترین راه برنامه‌ریزی و انجام آزمایش گرم قبل از استفاده عملیاتی از سیستم‌های پیشران، استفاده از یک موتور در مقیاس واقعی است. ولی در واقع این کار از لحاظ زمان و هزینه با ملاحظه محدودیت‌های اقتصادی برنامه‌های اخیر صنعت فضایی، به صرفه نیست. با توجه به لزوم یافتن راه‌های مؤثر برای ارزیابی سخت‌افزارهای موتور بدون چشم‌پوشی از مشخصات اصلی آنها، یکی از این راه‌ها به کار بردن یک موتور کوچک<sup>۴</sup> در آزمایش‌ها به جای موتور واقعی است. امروزه، آزمایش‌های زیادی با استفاده از این موتورهای کم پیشران در آزمایشگاه‌ها و مراکز آزمایش فضایی انجام می‌شود که نتایج بسیار ارزشمندی را به‌همراه داشته‌اند. از طرفی، مهم‌ترین مورد استفاده از این موتورها، کاربرد آنها در سیستم‌های پیشران کنترلی- واکنشی<sup>۵</sup> فضاپیماهاست [۳]. علاوه بر موارد استفاده فوق و میزان هزینه در آزمایش‌ها، که با آزمایش‌های انجام شده با میکروموتورها به‌طور قابل ملاحظه‌ای کاهش می‌یابند، می‌توان چشم‌اندازهای پیش رو برای آینده این فعالیت‌ها در صنایع هوافضا را نیز به‌صورت زیر نام برد [۵]:

- به‌کار بردن ابزارهای هوشمند و دقیق بیشتر در طراحی و موارد آزمایش برای اینکه موضوعات مختلف آزمایش کارکرد میکروموتور در یک آزمایش گرم انجام شوند.
- به‌کار بردن نتایج و داده‌های طراحی و آزمایش‌ها برای شبیه‌سازی‌های کامپیوتری به‌عنوان تصحیح‌کننده کدهای آن، که این مسئله به کاهش تعداد آزمایش‌های موردنیاز خواهد انجامید.
- به‌کار بردن متخصص‌های چندمهارته با هدف کاهش تعداد اعضای تیم آزمایش؛
- استفاده از کامپیوتر به‌منظور راه‌اندازی امکانات آزمایش برای زمان‌بندی شروع و خاتمه احتراق و ثبت داده‌ها به‌صورت همزمان با آزمایش‌ها؛

### مروری بر کارهای انجام شده

در سال ۱۹۶۳، تیم کوچکی در مرکز تحقیقاتی اتوبرن<sup>۶</sup> آلمان برنامه‌ای را برای ساخت و بهبود موتوری با نیروی پیشران ۴۰۰

th گلوگاه نازل  
e خروجی نازل  
w آب  
k.c قسمت همگرایی نازل

### مقدمه

در موتورهای پیشرانه مایع، دو مؤلفه پیشرانه مایع با افزایش فشار توسط پمپ‌ها یا افزایش فشار گاز در مخازن، به صورت مایع وارد محفظه احتراق می‌شوند و پس از فروپاشی، اختلاط فاز مایع، تبخیر و اختلاط فاز گاز و احتراق داغی تولید می‌شود که با حرکت در طول نازل، انرژی گرمایی آن به انرژی جنبشی تبدیل می‌شود و تغییر اندازه حرکت جت خروجی، موشک را به پیش می‌راند. مقدار تکانه جت خروجی، به دبی پیشرانه، ضربه ویژه، سرعت خروجی گازهای احتراق و فشار محفظه احتراق بستگی دارد. از سوی دیگر به دلیل دمای بسیار بالای احتراق (حدود  $3500\text{K}$ ) مقدار خنک‌کاری و نحوه انجام آن نیز از عوامل تعیین‌کننده در مقدار کارایی موتور پیشرانه مایع است. نوع انژکتورها، چیدمان و نحوه پاشش آنها و ایجاد لایه غنی شده در کناره‌های دیواره محفظه احتراق نیز از فاکتورهای تأثیرگذار بر خنک‌کاری و راندمان موتور است [۱]. نحوه پاشش پیشرانه درون محفظه احتراق مسئله بسیار مهمی در فرایند عملکردی احتراق است که به علت پیچیدگی‌های زیاد و تا حدی ناشناخته در فرایند اتمیزاسیون اسپری، اغلب تحقیقات در این زمینه به‌صورت تجربی انجام شده است [۲].

انژکتورهای گریز از مرکز<sup>۳</sup> به علت مزایایی که دارند، امروزه به طور گسترده در صنایع موشکی مورد استفاده قرار می‌گیرند. گسترش وسیع کاربرد انژکتورهای گریز از مرکز به علت سادگی در ساختار، قابل اطمینان بودن و تأثیر بهینه آنها در اتمیزاسیون سیالات و همچنین دستیابی به چتر پاشش مناسب در آنهاست. در واقع محل برخورد مخروط‌های پاشش در فاصله کمتری از صفحه انژکتور قرار می‌گیرد و در نتیجه گازهای داغ برگشتی امکان کمتری می‌یابند که به درون لایه نفوذ کرده و برای صفحه انژکتور خطر آفرین باشد [۳]. در شرایط مساوی، یعنی قطر نازل و دبی یکسان، قطر قطرات در انژکتور گریز از مرکز به دلیل چرخش سیال کوچک‌تر از قطر قطرات در انژکتورهای جریانی است، بنابراین باعث کاهش طول محفظه احتراق و در نتیجه کاهش وزن کلی موتور می‌شود. این دلیل مهم‌ترین عامل در کاربرد گسترده انژکتورهای گریز از مرکز در مقابل سایر انژکتورها است [۴]. در انژکتور گریز از مرکز این فرض قابل قبول است که در چیدمان صفحه انژکتور هر کدام از انژکتورها

4. sub scale

5. Reaction Control System

6. Ottobrunn

3. Swirl Double Base

۲۰۰۰، موفق به طراحی و ساخت انژکتور دوپایه گریز از مرکز و انجام آزمایش‌های سرد آن شدند [۱۱]. با توجه به چشم‌انداز برنامه‌های فضایی ایران و اهمیت موتورهای پیشرفته مایع در پرتاب ماهواره‌ها، ساخت این انژکتور موجب شروع یک برنامه تحقیقاتی گسترده و بلندمدت با هدف استفاده از این نوع انژکتورها در موتورهای پیشرفته مایع شد. در ادامه همین برنامه تحقیقاتی، امی، موحدنژاد و کارگر (۲۰۰۷)، مشخصه‌های تجربی پاشش انژکتور دوپایه گریز از مرکز و صفحه انژکتور آن و اثرات هر کدام از مشخصه‌ها در افزایش نیروی پیشران موتور موشک پیشرفته مایع را با استفاده از نتایج آزمایش‌های سرد پاشش و اندازه‌گیری قطر قطرات - با استفاده از PDA - مورد مطالعه قرار دادند. نتایج این آزمایش‌ها، یکسان بودن زاویه پاشش انژکتورها با مقدار مورد نظر در طراحی، یکنواختی و متقارن بودن قطر قطرات و چتر پاشش و نحوه چیدمان انژکتورها در صفحه انژکتور را مورد تأیید قرار دادند [۴] و [۱۲].

### اهمیت طراحی و الزامات ساخت میکروموتور

در طراحی و ساخت یک میکروموتور پیشرفته مایع در قالب پژوهش حاضر به دلایل زیر دارای اهمیت و نوآوری است:

- نسل قبل انژکتور گریز از مرکز دوپایه مایع - مایع استفاده شده در میکروموتور ساخته شده تاکنون فقط در حد آزمایش سرد آزمایشگاهی با سیال جایگزین احیاکننده پیشرفته بود، به همین منظور جنس و ابعاد خارجی و روش ساخت انژکتور به هیچ وجه مناسب برای استفاده در آزمایش گرم یا کار در شرایط واقعی نبود. بنابراین طراحی و ساخت مجدد و بهینه‌شده این انژکتور و طراحی و ساخت میکروموتور گامی کاربردی برای آزمایش واقعی این انژکتور در شرایط کارکردی و عملیاتی محسوب می‌شود.
- با توجه به نوع موتورهای پیشرفته مایعی که در پرتاب ماهواره‌ها در جمهوری اسلامی ایران استفاده می‌شود، چون از هیچ نوع میکروموتورهای کمکی و کم پیشران در پرتاب آنها استفاده نمی‌شود بنابراین ماندگاری این ماهواره‌ها در فضای کم (در حدود ۶۰ روز) و امکان تصحیح مداری در آنها وجود ندارد. نحوه محاسبات، طراحی و ساخت میکروموتورهای مشابه که جزء فناوری‌های پیشرفته در جهان است، به‌صورت بسیار محدودی در کتب و مقالات مختلف آورده شده‌اند یا اینکه در منابع شرقی یا غربی هیچ روش مدون، مشخص و قابل اجرا برای طراحی، انتخاب مواد، و ملاحظات ساختاری و ایمنی موجود نیست. بنابراین طراحی و ساخت این میکروموتور با انژکتور گریز از مرکز ضمن ارائه یک روش و الگوریتم علمی و قابل اجرا در داخل کشور برای استفاده در موتورهای کمکی ماهواره‌برها، گامی جدید در بومی‌سازی و توسعه این دانش در محافل علمی و دانشگاهی و حتی صنعتی کشور خواهد بود.

نیوتن برای کنترل وضعیت ماهواره به انجام رساندند. پیشرفته این موتور پیشرفته مایع دی متیل هیدرازین نامتقارن (UDMH) و  $N_2O_4$  بود. امکانات آزمایش این موتور کنترل بسیار ساده طراحی شد تا هر چه زودتر اولین استارت زده شود. قبل از استارت این موتور، برای درک بهتر نحوه احتراق در موتور و نحوه کارکرد انژکتور در شرایط کارکرد واقعی، میکروموتور تک انژکتوری با محفظه‌ای از جنس پلاستیک‌های رزین شفاف ساخته شد و برای مشاهده احتراق در آنها از دوربین‌هایی با سرعت بسیار بالا استفاده کردند [۵]. آقای یوریک<sup>۷</sup> در سال ۱۹۷۲، یک سری آزمایش سرد و گرم پاشش میکرو موتور تک‌انژکتوری با اکسیدکننده اکسیژن مایع و احیاکننده  $CH_4$  را انجام داد که هدف این آزمایش‌ها طراحی یک انژکتور دو پایه از طریق تصحیح مشخصات ترکیب و اتمیزاسیون بود [۶]. بعد از سال ۱۹۸۰، برای انجام پروژه بهبود موتور مرحله بالایی ماهواره‌بر آستوس<sup>۸</sup>، ابتدا یک میکرو موتور با کلاس نیروی پیشران ۴/۵ kN با بدنه‌ای از جنس استیل ساخته شد که برای خنک‌کاری آن از جریان آب در جداره خنک‌کاری استفاده می‌شد. با استفاده از این میکروموتور صدها آزمایش در بین سال‌های ۱۹۹۰ تا ۱۹۹۴ انجام شد. مواردی که با این موتور آزمایش می‌شد، همزمان در همان مرکز بر روی موتور واقعی نیز آزمایش می‌شد تا اعتبار نتایج به‌دست آمده از آزمایش میکروموتور سنجیده شوند. در بسیاری از موارد، اعتبار نتایج به‌دست آمده از آزمایش میکروموتور که با نتایج آزمایش موتور واقعی مقایسه می‌شدند، بسیار رضایت بخش بود [۵]. در سال ۱۹۹۵ میسی و همکاران در آمریکا با استفاده از یک میکروموتور احیاکننده مایع، ساینز قطرات اکسیژن مایع و سرعت آنها را در داخل محفظه احتراق اندازه‌گیری کردند [۷]. طراحی این میکروموتور بر اساس استفاده از یک انژکتور تک‌پایه با پاشش اکسیژن مایع و یک انژکتور تک پایه برای پاشش هیدروژن برای استفاده در مولد گاز موتور اصلی شاتل فضایی (SSME) برنامه‌ریزی شده بود. طول محفظه این میکروموتور ۳۷۷ میلی‌متر بود. از سال ۱۹۹۶، برنامه اصلی برای توسعه میکروموتورهای پیشرفته مایع با مجموعه پاشش (انژکتور و صفحه انژکتور) با فناوری‌های پیشرفته آغاز شد [۸]. در این نوع میکروموتورها امکان تعویض مجموعه پاشش موتور با انواع دیگر مجموعه‌ها به‌منظور انجام آزمایش‌های مختلف وجود داشت. در سال‌های ۱۹۹۲ تا ۱۹۹۶، امی، سوخوف و بورکالسوف پاشش صفحه انژکتور مربوط به یک میکروموتور موشک پیشرفته مایع را مورد مطالعه قرار دادند [۹]. آقای زینر و همکاران نیز از تصحیح نتایج آزمایش سرد پاشش برای انجام آزمایش گرم پاشش تک انژکتور  $Lox / H_2$  استفاده کردند [۱۰]. در ایران نیز امی و موسوی در سال

7. Bruick  
8. Aestus

## طراحی میکروموتور

زیرسامانه‌زایی در میکروموتور پیشرانۀ مایع، براساس موتناژ مجموعه صورت می‌گیرد و از قضا، زیرسامانه‌های ناشی از این رویکرد از نظر عملکردی نیز متفاوت و مکمل هستند. زیرسامانه‌هایی که در طراحی میکروموتور باید در نظر گرفته شود شامل مجموعه پاشش (سر) و مجموعه بدنه است که دومی به نوبۀ خود شامل دو بخش مجموعه محفظۀ احتراق و مجموعه نازل می‌شود. به مجموعه‌های فوق اجزای جانبی مانند؛ پورت‌های ورود و خروج پیشرانۀ، متعلقات مربوط به جدارۀ خنک‌کاری، پورت فشار و نیپل‌ها را نیز باید افزود، گرچه این اجزا تأثیر چندانی در طراحی میکروموتور به صورت یک سامانه ندارند.

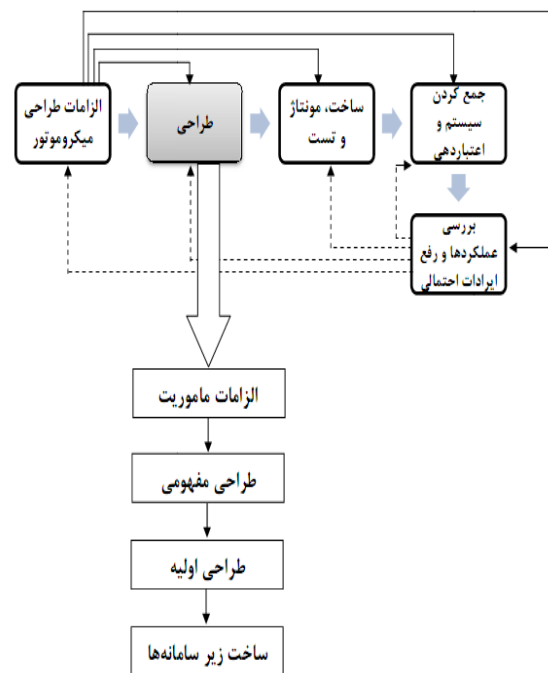
در مرحلۀ ایجاد و سنتز، باید محاسبات زیرسامانه‌های یادشده از دیدگاه احتراق، پاشش و سازه با توجه به الزامات سامانۀ میکروموتور صورت پذیرد. این الزامات را می‌توان به منزله «ایستگاه‌هایی» دانست که برای گذر از آنها باید «ویژگی میکروموتور» با یک یا چند قید یا الزام روبرو شود؛ اگر نتواند از این ایستگاه عبور کند، یا باید طرح تغییر کند یا «قید یا الزام» آن آسان‌تر شود. در ادامۀ این روند، با ارزیابی هر بخش از محاسبات در ارتباط با دیگر بخش‌ها، در صورت نیاز عملیات تکرار باید انجام شود. با این وصف باید ایستگاه‌های طراحی در میکروموتور شناخته شود. این ایستگاه‌ها عبارتند از: استحکام مناسب، قابلیت اطمینان، کاربری آسان، هزینه‌های تولید و آزمایش معقول، پایداری فرایند و مشخصه‌های عملکردی قابل قبول.

در پاسخ به پرسشی که درباره‌ی روش انتخاب این ایستگاه‌ها می‌شود، باید گفت، این مسئله یکی از زیرکی‌های طراحی است و اوست که می‌تواند با انتخاب مناسب ایستگاه‌ها، حجم عملیات طراحی را تا حدّ ممکن کاهش دهد. معمولاً ایستگاه طراحی پارامترهایی است که دیگر پارامترهای سامانه را پوشش می‌دهد؛ به عبارت دیگر با خارج شدن از حلقۀ تکرار یک ایستگاه، چندین الزام از الزامات طراحی برآورده می‌شود. گاه لازم است به دلیل سخت‌بودن الزام یا قید طراحی، آن را آسان کرد تا از تکرارهای بسیار جلوگیری شود.

اصلی‌ترین پارامترهای طراحی که محاسبه و کنترل می‌شوند عبارتند از: مقدار نیروی پیشران نامی میکروموتور، ضربه‌ی ویژه، فشار محفظۀ احتراق، دمای کنار دیواره، فشار پشت انژکتورها، مقدار دبی و تعداد انژکتور، نسبت مؤلفه‌ها و دمای ورود سیال خنک‌کننده. گرچه پارامترهای دیگری چون ثابت آدیاباتیک گاز، ترکیب محصولات احتراق، دمای محفظه، دمای ورود پیشرانۀ به انژکتورها، ضریب اطمینان‌های سازه‌ها و مواردی از این دست نیز در طراحی کنترل می‌شوند ولی با برآوردن پارامترهای اصلی یادشده و استفاده از نتایج تجربی، دیگر پارامترها نیز در محدوده‌های مجاز قرار می‌گیرند.

فرایند طراحی تا کاربری برای هر مجموعه پیچیدۀ چند پارامتری مانند محفظه و نازل به صورت ساده در شکل (۱) ارائه شده‌است. همانگونه که در این شکل مشاهده می‌شود، تمامی مراحل خلق یک محصول جدید از «تعریف الزامات» به صورت مستقیم و از نتایج عملکرد آن به صورت معکوس، متأثر می‌شود. در این نمودار، جعبۀ الزامات طراحی میکروموتور مشخص می‌کند که محصول نهایی چه کاری می‌خواهد بکند و راه بهتر برای انجام مأموریت چیست؟ از این‌رو در این بخش، الزامات عمومی، مأموریت، محدودیت‌ها، فلسفۀ طراحی و معیارها ذکر می‌شود؛ بنابراین، طبیعی است که در این بخش قیود و مدت زمان لازم برای توسعۀ طرح بیان مربوط به هزینه (در طراحی، ساخت، آزمایش و کاربری)، قابلیت اطمینان و گاهی محدودیت‌های هندسی و محیط کاربری مجموعه نیز به موارد فوق اضافه می‌شود.

بهترین راه برای ساده‌کردن و همه‌جانبه‌نگری در طراحی یک مجموعه پیچیدۀ چندپارامتری، شناخت مجموعه و تقسیم‌کردن آن به زیرمجموعه‌ها یا زیرسامانه‌های آن است؛ این عمل را زیرسامانه‌زایی می‌نامند. در این راه رویکردهای متفاوتی را می‌توان پیش گرفت؛ مثلاً می‌توان مجموعه را براساس «عملکرد» به زیرسامانه‌هایی که عملکردهای متفاوت اما «مکمل» دارند تقسیم کرد، یا اساساً بر روش «موتناژ» بنا نهاد. اینکه زیرسامانه‌زایی بر چه مبنایی، صورت گیرد، به ویژگی‌های سامانۀ اولیه بستگی دارند و برای آن نمی‌توان فرمول واحدی ارائه کرد [۱۳].



شکل ۱- فرایند کلی طراحی، ساخت و آزمایش مجموعه میکروموتور پیشرانۀ مایع

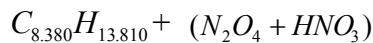
## نرم افزار ASTRA

می توان برای طراحی محفظه های احتراق، توربین گاز و مولد گاز برای موتورهای موشکی پیش رانه مایع استفاده کرد.

روش محاسباتی در این نرم افزار بر اساس روش قوی، بهبود یافته و قابل قبول صنعتی با رویکرد روش انرژی مینیمم گیبس<sup>۱۰</sup> برای به دست آوردن ترکیبات احتراق، تحلیل جریان همراه با تغییر مکان در نازل، و تعادل شیمیایی در حالت تعادل و محاسبه بازده موتور برای محفظه های احتراق با ناحیه محدود و نامحدود بنا نهاده شده است.

### محفظه احتراق

در میکروموتور طراحی شده از احیا کننده TM-185 به عنوان احیا کننده و از Ak-27 به عنوان اکسید کننده استفاده می کنند. بنابراین ترکیب پیشرانه دو پایه مایع عبارت است از:



فرمول بسته اکسید کننده:

$$\begin{cases} H_2O = 2(1) + 16 = 18 \\ N_2O_4 = 2(14) + 4(16) = 92 \\ HNO_3 = 1 + 14 + 3(16) = 63 \\ \bar{H} = \frac{0.0144*2}{18} + \frac{0.2705*0}{92} + \frac{0.7151*1}{63} = 0.01295 \\ \bar{N} = \frac{0.0144*0}{18} + \frac{0.2705*2}{92} + \frac{0.7151*1}{63} = 0.01723 \\ \bar{O} = \frac{0.0144*1}{18} + \frac{0.2705*4}{92} + \frac{0.7151*3}{63} = 0.04661 \end{cases}$$

$$\Rightarrow H_{1.295}N_{1.723}O_{4.661}$$

فرمول بسته احیا کننده:

$$C_{8.380}H_{13.810} \\ (12 \times 8.380) + (1 \times 13.810) = 114.37$$

آنتالپی تشکیل احیا کننده و اکسید کننده

$$\begin{cases} I_{Fu} = -2576.9 \text{ KJ/Kg.K} \\ I_{Ox} = -2251.75 \text{ KJ/Kg.K} \end{cases}$$

با توجه به این محاسبات و داده های حاصل از کد مربوط در نرم افزار ASTRA، مقدار نسبت ترکیبات برای انژکتور دوپایه گریز از مرکز به کار برده شده در میکروموتور ساخته شده برابر ۴/۵ است.

زمان کارکرد آن ۱۰ ثانیه در نظر گرفته شده است. فشار داخل محفظه احتراق آن برابر ۲۵ بار (۲/۵ مگاپاسکال) و فشار خروجی نازل آن ۰/۴ بار (۰/۰۴ مگاپاسکال) است. با استفاده از برنامه ASTRA-4 بازده تئوری موتور محاسبه شده و در جدول (۱) ارائه شده است. دو مؤلفه مهم در طراحی این میکروموتور تأثیرگذار است که عبارتند از: (۱) مقدار دبی متوسط و نسبت ترکیبات پیشرانه (۲)

الگوریتم نرم افزار ASTRA بر اساس روش جهانی برای تعیین مشخصات تعادلی سیستم های ناهمگن دلخواه است که بر اساس اصول پایه ای ترمودینامیک روش ماکزیمم آنتروپی بنا نهاده شده است. این روش یک امکان بی نظیر برای تشریح عمومی هر حالتی در دمای بالا، با به کار بردن قوانین ترمودینامیک بدون در نظر گرفتن شرایط و راه های رسیدن به تعادل در آن واکنش است. این روش به حداقل اطلاعات در مورد محیط خود سیستم و اطراف آن دارد.

فرموله کردن مسئله شبیه سازی ترمودینامیکی شامل تعیین کردن دو شرط از شرایط تعادل سیستم - محیط است. این شرایط ممکن است به صورت مقادیر عددی پارامترهای ترمودینامیکی یا به صورت توابع رابطه ای بین آنها بیان شوند. در این نرم افزار واکنش های بین ذره ای و بین فازی نیز با استفاده از خصوصیات هر کدام از مواد شرح داده می شوند.

سادگی شبیه سازی در نرم افزار ASTRA-4 این امکان را می دهد تا بتوان از روش های ترمودینامیکی برای مطالعه شمار زیادی از مسائل و فرایندهای دمای بالا استفاده کرد.

### نرم افزار RPA

نرم افزار RPA<sup>۹</sup> ابزاری تحلیلی برای متخصصان موشکی، دانشمندان و کاربران تجربی است. این نرم افزار چندسطحی برای پیش بینی بازده موتورهای موشکی است. مشخصه این نرم افزار ایجاد یک ارتباط شهودی گرافیکی بین ورود گروه داده ها و نتایج خروجی است. RPA کتابخانه ای گسترده از داده های گونه های مواد شیمیایی بر اساس اطلاعات مستخرج از پایگاه داده های کتابخانه GLEN سازمان NASA را فراهم کرده است. این کتابخانه شامل شماری از احیا کننده ها و اکسید کننده ها مثل هیدروژن مایع و اکسیژن، کراسین، پراکسید هیدروژن و تعدادی دیگر است. کاربران می توانند با ویرایشگر مواد پیشران وارد شده، گونه های جدید مواد پیشران که اطلاعات آنها را دارند وارد پایگاه داده نرم افزار کنند یا اینکه از گونه های وارد شده در پایگاه داده های PROPEP یا CEA2 استفاده کنند.

با فراهم و وارد کردن تعداد کمی از پارامترهای کارکردی و طراحی موتور مانند فشار محفظه احتراق، گونه های مواد پیشران به کار برده شده و پارامترهای نازل، نرم افزار یک ترکیب تعادلی (در حال تعادل) تولیدات احتراق را فراهم و با تعیین خصوصیات ترمودینامیکی، بازده موتور موشک را تعیین کرده و به کاربر ارائه می دهد. نتایج محاسبات را

ضریب نازل (بهینه‌سازی سرعت مشخصه  $C^*$ )  $\phi_c$  برای موتورهای پیشرفته مایع با پیشرانۀ دوپایه ۰/۹۵ در نظر گرفته می‌شود [۱۴]. با محاسبۀ دقیق این مقدار برای این موتور برابر ۰/۹۴ به دست می‌آید. ضریب پیشران تئوری در خالص برابر است با:

$$K_{T.V.T} = \frac{I_{s.vac}}{\beta} = \frac{279.95}{159.22} = 1.76 \quad (5)$$

ضریب پیشران تئوری عملی:

$$K_{T.V.D} = \frac{I_{s.w}}{\beta} = \frac{230}{140} = 1.65 \quad (6)$$

ضریب نازل: این ضریب برای بهینه‌سازی پیشران به کار می‌رود.

$$\phi_c = \frac{K_{T.V.D}}{K_{T.V.T}} = \frac{1.65}{1.76} = 0.94 \quad (7)$$

دمای محفظۀ احتراق:

$$T_{cc} = T_{cc,max} \times \phi_c = 3083.8 \times 0.94 = 2898.77^\circ K \quad (8)$$

بر اساس نتایج تجربی مقدار Ln برای میکروموتورها بین (۱/۳-۲/۵) متر قرار دارد [۳] که این مقدار برای پیشرانۀ اسید نیتریک و کراسین در این موتور برابر ۱/۳ متر است. بنابر این:

$$V_{k.c} = A_{cc} \cdot L_n \quad (9)$$

$$\Rightarrow 75.8 \times 10^{-6} [m]^2 \times 1.3 [m] = 98.54 \times 10^{-6} [m]^3$$

برای محفظۀ احتراق‌های کوچک، مقدار حجم قسمت همگرایی نازل در حدود ۱/۱۰ قسمت سیلندری محفظۀ احتراق است [۱۵]. بنابر این:

$$V_{k.c} = (1.1) \cdot (A_{cc} \cdot L_{cc}) \quad (10)$$

$$\Rightarrow L_{cc} = \frac{V_{k.c}}{(1.1) \cdot (A_{cc})}$$

$$L_{cc} = \frac{98.54 \times 10^{-6} m^3}{1.1 \times 653 \times 10^{-6} m^2} = 0.13 [m] = 130 [mm]$$

### انژکتور دوپایه گریز از مرکز

برای محاسبات و طراحی انواع انژکتور گریز از مرکز سه فرض زیر الزامی است:

۱- سیال مورد نظر (احیاکننده یا اکسیدکننده) ایده‌آل و بدون ویسکوزیته فرض می‌شود.

۲- سیال به صورت متقارن و پیوسته وارد مجرای ورود به انژکتور می‌شود و حول محور آن گردش می‌کند.

۳- افت فشار سیال در ورود و خروج از انژکتور صفر است (فشار ورودی و خروجی برابر فرض می‌شود).

مقدار ضریب مخصوص و دمای محصولات پیشرانه. مقدار دبی متوسط پیشرانه بین ۸۰ تا ۱۳۰ گرم در ثانیه و با نسبت ترکیبات ۳ تا ۴/۵ است [۳].

مقدار ضریب مخصوص پیشرانه نیز ۲۳۰ ثانیه و دمای محصولات احتراق در حدود ۳۱۰۰ درجه کلوین است. مقدار ضریب ماکزیم در هسته مرکزی این نوع پیشرانه برای کار بر روی زمین با استفاده از ضریب تصحیح، حداکثر حدود ۲۳۰ ثانیه است [۳]. دبی پیشرانه:

$$m_{\Sigma}^* = \frac{F}{I_s} \quad (1)$$

$$m_{\Sigma}^* = \frac{30 [kg]}{230 [sec]} = 0.1305 \left[ \frac{kg}{sec} \right] = 130.5 \left[ \frac{gr}{sec} \right]$$

جدول ۱- مشخصه‌های تئوری موتور

واحد	محفظه	کلوگانه	خروجی
P(bar)	۲۵	۱۴/۴	۰/۴
T(°k)	۳۰۸۳/۷۹	۲۹۳۰/۳۲	۱۸۴۹/۲۹
$\gamma$	۱/۲۰۰۴۸	۱/۱۹۸۸۹	۱/۲۰۸۵
C*(m/s)	--	۱۵۶۴/۹۴	۱۵۶۴/۹۴
$A_c/A_{th}$	--	۱	۸/۹۳۴۳۲

مقدار شدت دبی در صنعت برابر است با [۳]:

$$q = (0.8 - 1.3) 10^{-4} \times P_{cc} \quad (2)$$

با انتخاب مقدار  $0.8 \times 10^{-4}$  شدت دبی برابر است با:

$$q = 0.8 \times 10^{-4} \times 2.5 \times 10^6 = 2 \times 10^2 \left[ \frac{kg}{sec \cdot m^2} \right]$$

بنابراین سطح صفحه انژکتور یا سطح مقطع محفظۀ احتراق برابر است با:

$$A_{cc} = \frac{m_{\Sigma}^*}{q} \quad (3)$$

$$A_{cc} = \frac{0.1305 \left[ \frac{kg}{sec} \right]}{200 \left[ \frac{kg}{sec \cdot m^2} \right]} = 653 \times 10^{-6} [m]^2 = 653 [mm]^2$$

قطر سطح مقطع محفظۀ احتراق یا صفحه انژکتور ( $d_{cc}$ ) برابر است با:

$$d_{cc} = \sqrt{\frac{4A_{th}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \times 653}{\pi}} \approx 3 \times 10^{-2} [m] \approx 30 [mm] \quad (4)$$

نسبت ترکیبات O/F=4.5 است، بنابراین:

$$m_{\Sigma O}^* = 0.107 \left[ \frac{kg}{sec} \right] = 107 \left[ \frac{gr}{sec} \right]$$

$$m_{\Sigma F}^* = 0.0235 \left[ \frac{kg}{sec} \right] = 23.5 \left[ \frac{gr}{sec} \right]$$

سطح مقطع گلوگاه به دست آمده از روابط بالا باید ۷٪ کاهش داده شود تا در آزمایش گرم به فشار واقعی طراحی رسید [۱۶]:

$$A_{th} = 81.5[mm]^2 \times 7\% = 75.8[mm]^2 \Rightarrow d_{th} \approx 10[mm]$$

$$\bar{A}_e = \frac{A_e}{A_{th}} = \frac{F}{F^*} = 8.93$$

$$\Rightarrow A_e = \bar{A}_e \times A_{th} = 8.93 \times 81.5[mm]^2 = 727.818[mm]^2$$

$$\Rightarrow d_e = 30[mm]$$

شعاع قوس اتصال محفظه به نازل برابر ۳۰ میلی‌متر، زاویه ورودی نازل ۳۰ درجه، زاویه قسمت واگرایی نازل ۲۰ درجه، طول قسمت واگرایی نازل مخروطی ۲۸ میلی‌متر و طول قسمت همگرایی نازل مخروطی ۳۵ میلی‌متر تعیین می‌شوند.

### محاسبه ضخامت دیواره محفظه احتراق

محفظه احتراق موتور پیشرانه مایع کم پیشران آزمایشگاهی به وسیله آب خنک‌کاری می‌شود و جنس دیواره آن از فولاد مقاوم است؛ بنابراین فشار کاری مجاز وارد بر آن نیز تا حدود ۱۴۰۰ بار است. ضخامت دیواره از رابطه زیر قابل محاسبه است:

$$t_w = \frac{P \cdot d_{cc}}{40000} \quad (12)$$

$$\Rightarrow t_{w_{min}} = 3 \times 10^{-4}[m] = 0.3[mm]$$

این مقدار محاسبه شده، کمترین مقدار ضخامت دیواره است ولی برای ابعاد نهایی جهت ساخت، در واقع ضخامت دیواره باید بیشتر از این باشد تا برای جوشکاری، خم‌کاری، فرزکاری و تمرکز تنش مناسب باشد. از طرفی، از آنجاکه این میکرو موتور فقط برای آزمون آزمایشگاهی ساخته می‌شود بنابراین وزن آن محدودیتی برای ساخت ایجاد نمی‌کند و می‌توان شش برابر این مقدار را به عنوان ضخامت دیواره در نظر گرفت:

$$t_{wall} = 6(t_{w_{min}}) = 6(3 \times 10^{-4})[m] = 18 \times 10^{-4}[m] = 1.8[mm]$$

### محاسبه سطح انتقال حرارت

سطح انتقال حرارت محفظه احتراق همان سطح خارجی محفظه و نازل میکروموتور است. این مقدار طبق رابطه (۱۳) محاسبه می‌شود.

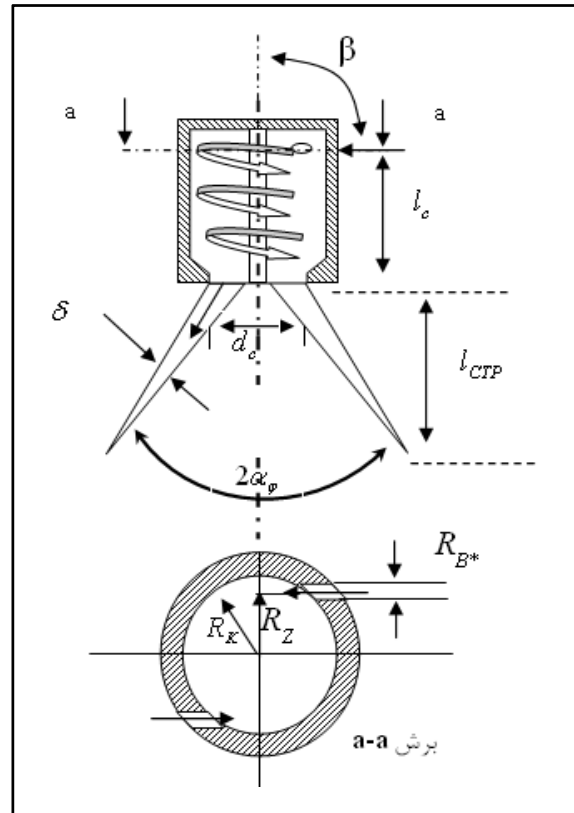
$$A = \pi(D_{cc} + 2t_w)(L_{cc}) + \text{area of nozzle cone}$$

$$A = [\pi((3 \times 10^{-2}) + 2(18 \times 10^{-4}))(13 \times 10^{-2})][m]^2 + \text{area of nozzle cone} \quad (13)$$

$$A = 0.014[m]^2 + \text{area of nozzle cone}$$

معمولاً برای نازل مخروطی، سطح نازل به اندازه ۱۰٪ سطح محفظه احتراق در نظر گرفته می‌شود بنابراین:

$$A = (1.1)(0.014) = 0.0154[m]^2$$



شکل ۲- انژکتور گریز از مرکز مماسی با دو مجرای ورودی (n=2)

مشخصات انژکتور دو پایه گریز از مرکز مایع- مایع طراحی شده طبق جدول (۲) است.

جدول ۲- مشخصه‌های انژکتور دوپایه گریز از مرکز

عنوان	انژکتور داخلی (احیاکننده)	انژکتور خارجی (اکسیدکننده)
زاویه کانال ورودی	۷۰°	۱۱۰°
زاویه مخروط پاشش	۸۰°	۷۰°
اختلاف فشار کاری	۱۰ [bar]	۲/۵ [bar]
دبی جرمی	۲۴[gr/sec]	۸۴/۵[gr/sec]
تعداد کانال ورودی	۲	۴
قطر کانال ورودی	۱/۱	۲/۰۷
قطر نازل	۱/۸۳ [mm]	۴/۲۸ [mm]

### محاسبه ابعاد نازل

سطح گلوگاه نازل طبق رابطه برابر است با:

$$A_{th} = \frac{\bar{c} \cdot m_g^*}{P_{cc}}$$

$$A_{th} = \frac{1586.3 \left[ \frac{m}{sec} \right] \times 0.1305 \left[ \frac{kg}{sec} \right]}{2.5 \times 10^6 \left[ P_a = \frac{N}{m^2} = \frac{kg \cdot m}{sec^2 \cdot m^2} \right]} = 81.5[mm]^2 \quad (11)$$



### محاسبه مقدار انتقال حرارت کل به خنک‌کننده

حداقل انتقال حرارت میانگین مورد انتظار از فولاد در حدود  $2.11 \times 10^6 \text{ J/m}^2 \cdot \text{sec}$  در محفظه میکروموتور است. بنابراین انتقال حرارت کل به مایع خنک‌کننده (آب)، محاسبه می‌شود:

$$Q = qA = 2.11 \times 10^6 (0.0154) = 32.5 \frac{\text{J}}{\text{Sec}} \quad (14)$$

### مقدار دبی آب خنک‌کننده

اگر میزان مجاز افزایش دمای آب با توجه به فشار موجود در دیواره خنک‌کاری و تجربه‌های قبلی میکروموتورها، حدود  $280^\circ\text{K}$  در نظر گرفته شود مقدار دبی آب از رابطه (۱۵) به دست می‌آید:

$$\dot{m}_w = \frac{Q}{\Delta T} \quad (15)$$

$$\dot{m}_w = \frac{32.5}{280} = 116 \times 10^{-3} \left[ \frac{\text{kg}}{\text{sec}} \right] = 116 \left[ \frac{\text{gr}}{\text{sec}} \right]$$

### ضخامت لایه آب خنک‌کننده

مقدار سرعت جریان آب در جداره خنک‌کاری محفظه احتراق را در حدود ۹ متر بر ثانیه در نظر می‌گیریم (در عمل نیز چنین خواهد بود)، بنابراین برای محاسبه سطح مسیر دایروی بین دیواره داخلی محفظه و دیواره بیرونی جداره خنک‌کاری که بتواند مسیر لازم را برای چنین جریانی فراهم کند، از روابط زیر استفاده می‌شود:

$$V_{\text{water}} = \frac{\dot{m}_w}{\rho A} \quad (16)$$

$$A = \frac{\pi}{4} (D_2^2 - D_1^2) \quad (17)$$

$D_2$  قطر داخلی جداره خارجی لایه خنک‌کننده و  $D_1$  قطر خارجی محفظه احتراق است که از رابطه (۱۸) به دست می‌آید:

$$D_1 = D_{cc} + 2.t_w \quad (18)$$

$$= (3 \times 10^{-2}) + 2(18 \times 10^{-4}) = 33.1 \times 10^{-3} [m] = 33.1 [mm]$$

با جایگذاری رابطه (۱۸) در روابط (۱۶) و (۱۷) مقدار  $D_2$  محاسبه می‌شود.

$$D_2 = \sqrt{\frac{4 \cdot \dot{m}_w}{V_w \cdot \rho g \cdot \pi} + D_1^2} \quad (19)$$

$$D_2 = \sqrt{\frac{4(0.116)}{(9)(9800)\pi} + (0.0331)^2}$$

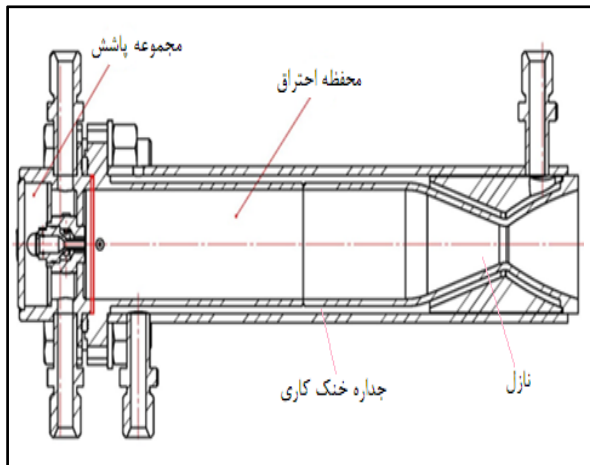
$$= 0.0346 [m] = 34.6 [mm]$$

$$D_2 - D_1 = (34.6 - 33.1) [mm] = 1.5 [mm]$$

بنابراین ضخامت لایه آب خنک‌کننده (لایه بین دیواره خارجی محفظه و دیواره داخلی جداره بیرونی) برابر  $1/5$  میلی‌متر خواهد بود.

### فشار مخازن احیاکننده و اکسیدکننده

در آزمایش‌های سرد پاشش مشخص شد که برای دبی  $107$  گرم بر ثانیه احیاکننده مقدار افت فشار در خطوط احیاکننده تقریباً  $20$  بار است و برای خط اکسیدکننده، این مقدار برابر  $1/5$  بار است. بنابراین با ملاحظه قرار دادن افت فشار به میزان  $10$  بار در انژکتور احیاکننده،  $20$  بار در خطوط احیاکننده و فشار  $25$  بار موجود در داخل محفظه، میزان فشار موجود در مخزن احیاکننده  $55$  بار خواهد بود. با ملاحظه قراردادن افت فشار به میزان  $2/5$  بار در انژکتور اکسید نیز مقدار فشار موجود در مخزن اکسید برابر  $29$  بار خواهد بود. مجموعه موتور که با نرم‌افزار Solid Work ترسیم و بعد از ساخت زیرمجموعه‌ها مونتاژ شده در شکل (۳) نشان داده شده است. مشخصات موتور نیز در جدول (۳) ارائه شده است.



شکل ۳- مجموعه میکروموتور پیشرانده مایع با تک انژکتور

جدول ۳- مشخصه‌های میکروموتور ساخته شده

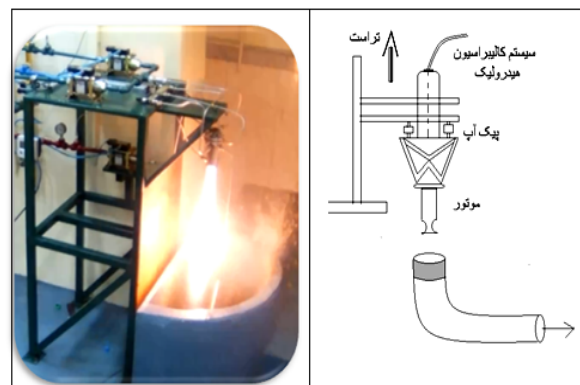
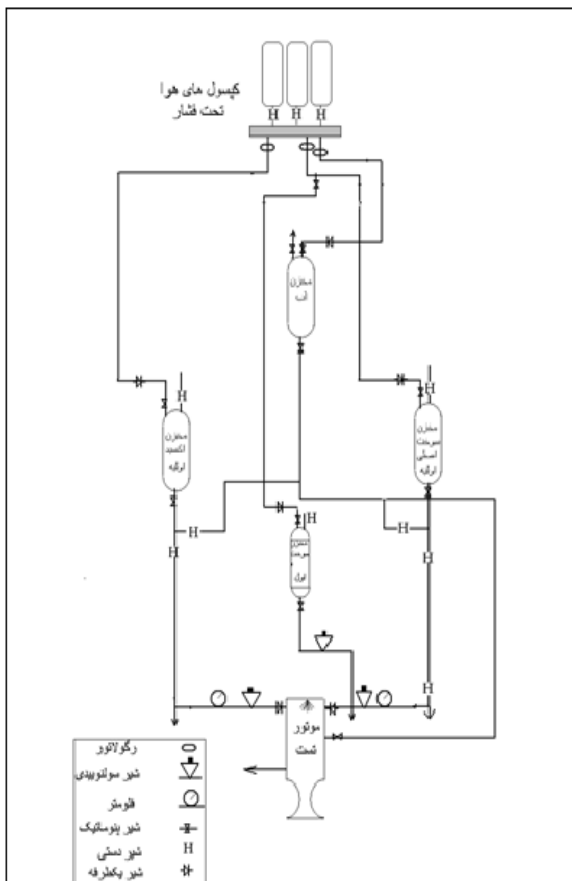
مقدار	مشخصه موتور
O/F=4.5	نسبت جرمی ترکیبات پیشرانده
$P_{cc} = 25 [bar]$	فشار گاز در محفظه احتراق
$P_a = 0.4 [bar]$	فشار گاز در دهانه نازل
$d_{cc} \approx 30 [mm]$	قطر سطح مقطع محفظه احتراق
$d_{th} = 10 mm$	قطر گلوگاه نازل
$d_e = 30.5 mm$	قطر خروجی نازل
$r_1 = 30 mm$	قوس اتصال محفظه به نازل
$\beta = 30^\circ$	زاویه ورودی نازل
$2\alpha \approx 20^\circ$	زاویه قسمت واگرایی نازل

می‌شود. در هنگام کارکرد موتور، جریان دائمی آب در جدارهٔ خنک- کاری، عمل خنک‌کاری بدنهٔ موتور را انجام می‌دهد. حسگرهای فشار در چهار قسمت قرار دارند که عبارتند از: مخازن احیاکننده و اکسیدکننده، مخزن آب، بالادست انژکتور و در محفظهٔ احتراق که فشار آنها در صفحهٔ نمایشگر سامانهٔ کنترل به صورت عددی نشان داده می‌شوند.

مقدار	مشخصه موتور
$L_{cone} \approx 28 [mm]$	طول قسمت واگرای نازل
$L_{converge} \approx 35 [mm]$	طول قسمت همگرای نازل
$P_{th} = 14.3 [bar]$	فشار در گلوگاه نازل
$L_{cc} \approx 130 mm$	طول محفظهٔ احتراق
$L_T \approx 190 mm$	طول کل موتور

### مجموعه آزمایش میکروموتور

مجموعهٔ آزمایش دارای دو زیرمجموعهٔ کلی است که عبارتند از: اتاق آزمایش و اتاق کنترل. اتاق آزمایش متشکل از میز آزمایش، سیستم تهویه، مخازن و خطوط احیاکننده، اکسیدکننده و احیاکننده خود مشتعل (برای استارت اولیه)، مخزن آب خنک‌کننده، مخزن گاز خنثی نیتروژن برای ایجاد فشار در مخازن اصلی، شیرهای سلنوئیدی- پنوماتیکی، کمپرسور هوا برای شیرهای پنوماتیکی، دبی‌سنج‌ها، و حسگرهای فشار و نیروی پیشران است.

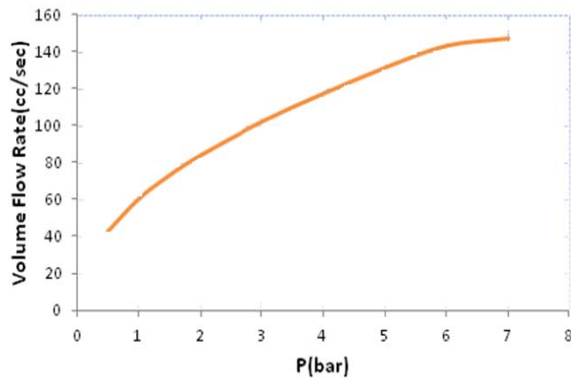


شکل ۴- میز آزمایش میکروموتور



شکل ۵- اتاق آزمایش میکروموتور

در اتاق کنترل نیز مرکز کنترل سخت‌افزارهای آزمایش قرار گرفته‌اند. برای ایمنی بیشتر در هنگام آزمایش تمامی شیرها و فرامین از طریق سامانهٔ کنترلی که در اتاق کنترل قرار دارند، باز یا بسته می‌شوند. بعد از ثابت شدن فشار مخازن، فرمان شروع توسط کنترلر صادر می‌شود و با پاشش احیاکننده خود مشتعل موتور شروع به کار می‌کند. اگر قبل از خاتمهٔ پیشرانه، اتفاقی مثل خارج شدن نسبت ترکیبات پیشرانه از بازه تعیین شده رخ دهد، سامانهٔ کنترل آزمایش را متوقف می‌کند یا اینکه توسط شخص کنترل‌کننده فرمان خاتمهٔ آزمایش صادر می‌شود. بعد از خاتمهٔ آزمایش نیز فرمان شستشوی موتور با آب، توسط شخص کنترل‌کننده صادر و اجرا

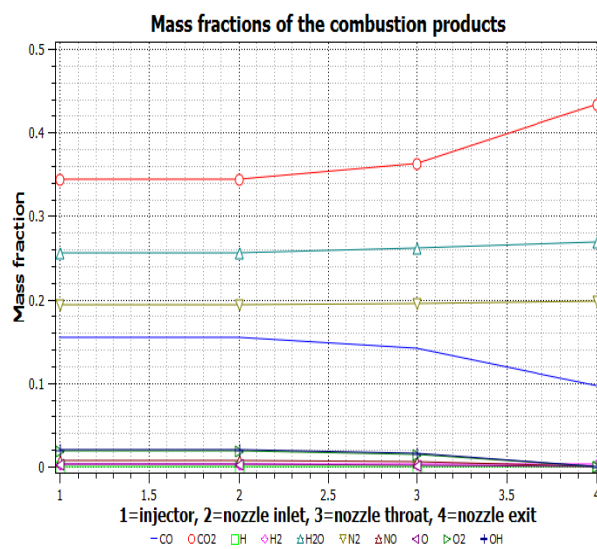


شکل ۸- نمودار دبی- فشار انژکتور اکسیدکننده در آزمایش سرد

### تحلیل مؤلفه‌های کارکردی محفظه احتراق و نازل

بعد از طراحی و آزمایش سرد میکروموتور نیاز است تا با استفاده از مدل‌سازی کامپیوتری با استفاده از نرم‌افزار ASTRA و RPA که با استفاده از پارامترهای مورد استفاده در طراحی انجام می‌گیرد، فرایند احتراق و کارکرد مورد انتظار در میکروموتور ساخته شده انجام گیرد تا نتایج به‌دست آمده از این مدل‌سازی نیز با نتایج آزمایش گرم، صحه گذاری شوند تا بتوان با اطمینان بیشتری از نتایج به‌دست آمده از مدل‌سازی و آزمایش‌های گرم این موتور استفاده کرد.

گونه‌های مواد شیمیایی حاصل از آزمایش گرم این میکروموتور جهت پیش بینی‌های لازم برای سیستم تهویه اتاق آزمایش بررسی شدند. نمودار شکل (۹) میزان و نوع این گونه‌ها را ارائه می‌دهد. با توجه به نتایج حاصله از این نمودار، گازهای حاصل دارای گونه‌های سمی و خطرناکی هستند که برای تخلیه آنها از محیط آزمایش یک سیستم تهویه قوی پیش‌بینی و تعبیه شده است.



(الف)

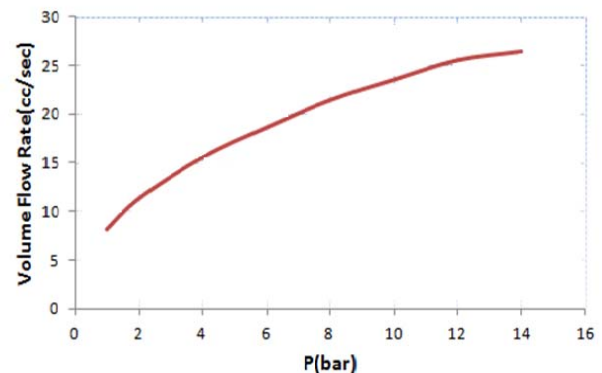


شکل ۶- آزمایش سرد مجموعه پاشش میکروموتور

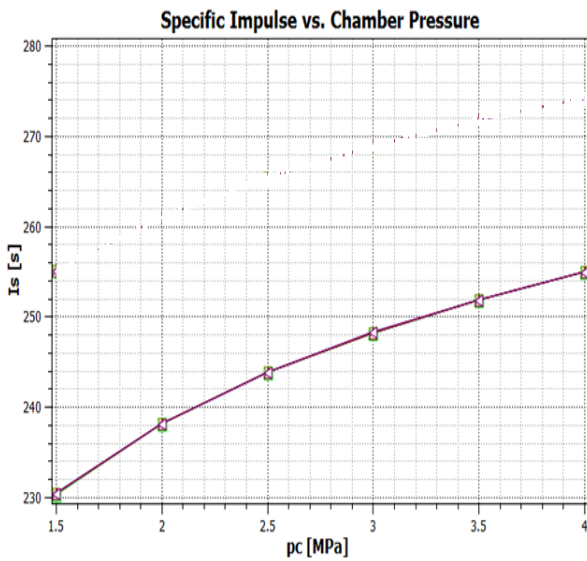
حسگرهای فشار در چهار قسمت قرار دارند که عبارتند از: مخازن احیاکننده و اکسیدکننده، مخزن آب، بالادست انژکتور و در محفظه احتراق که فشار آنها در صفحه نمایشگر سیستم کنترل به صورت عددی نشان داده می‌شوند.

### آزمایش سرد پاشش

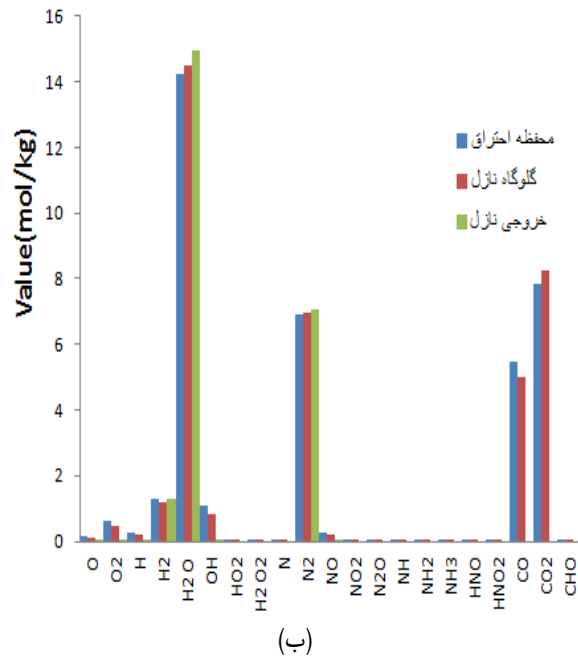
برای به‌دست آوردن تجربه کافی برای انجام آزمایش‌ها و اطمینان از نحوه درست پاشش و تشکیل چتر پاشش، انطباق دبی‌های خروجی سیال از انژکتورها با مقادیر پیش‌بینی شده برای طراحی، اطمینان از عدم وجود نشتی در مجاری ورودی پیش‌رانه، پورت‌های فشار و صفحه انژکتور و صفحه ما بین دو انژکتور مجموعه تحت شرایط شبیه‌سازی شده و به‌وسیله آب و نیتروژن آزمایش سرد شد. نتایج آزمایش سرد پاشش در فشارها و دبی‌های مختلف در شکل (۷) و (۸) نشان داده شده است.



شکل ۷- نمودار دبی- فشار انژکتور احیاکننده در آزمایش سرد



شکل ۹- مقادیر ضربه ویژه کارکرد میکروموتور در نسبت‌های مختلف فشار محفظه

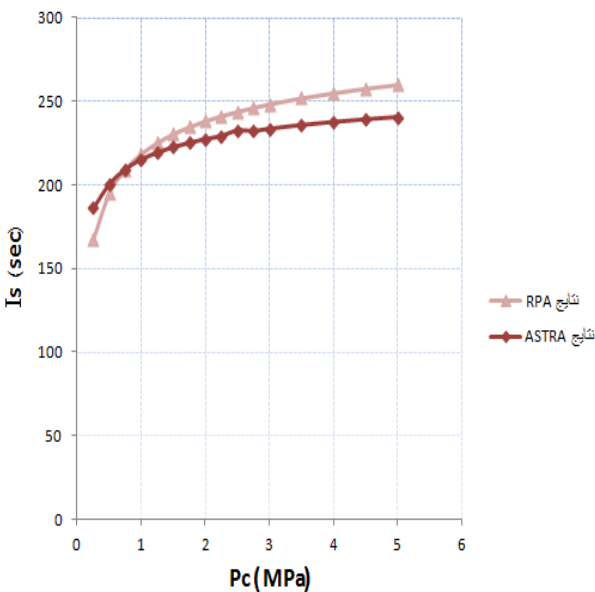


شکل ۹- (الف و ب) نمودارهای نسبت جرمی محصولات احتراق در کارکرد واقعی در مقاطع مختلف موتور

با توجه به نمودار شکل (۹) مشاهده می‌شود که دی اکسیدکربن، ذرات بخار آب و نیتروژن به ترتیب بیشترین محصولات احتراق تولیدی هستند. جدول (۴) مقادیر مختلف کارایی میکروموتور را در هر دو حالت تئوری و واقعی نمایش می‌دهد.

جدول ۴- مقایسه مقادیر کارایی میکروموتور در حالت تئوری و واقعی

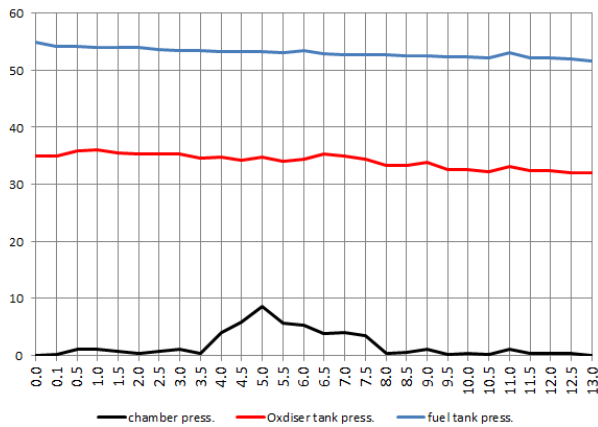
مشخصه	کارایی ایده آل (تئوری) در سطح دریا [sec]	کارایی تخمینی واقعی در سطح دریا [sec]
ضربه ویژه	۲۲۲/۱۵	۲۱۰/۶۷
ضریب نیروی پیشران	۱/۳۹۶۱	۱/۳۶۳۰



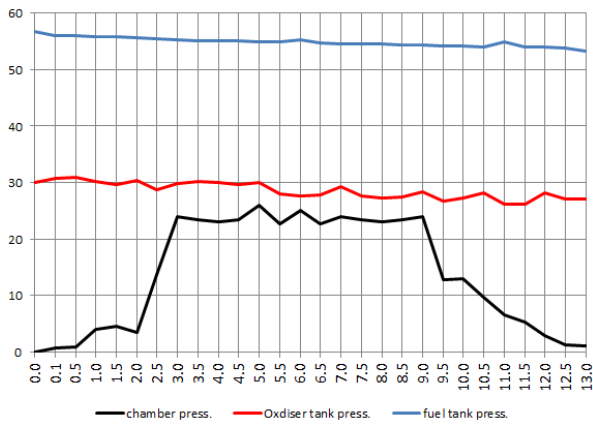
شکل ۱۰- مقایسه مقادیر ضربه ویژه در نسبت‌های مختلف فشار با نرم افزار ASTRA و RPA

نمودار شکل (۱۱) مقادیر مختلف ضربه ویژه تولیدی حاصل از کارکرد میکروموتور را در نسبت‌های مختلف ترکیبات پیشران در حالت کار در خلأ و کار در سطح دریا نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که بیشترین مقدار ضربه ویژه تولیدی میکروموتور در حالت کار در سطح دریا (آزمایشگاه)، در محدوده مقدار تعیین شده برای نسبت ترکیبات پیشران در طراحی (O/F=4.5) است.

نمودار شکل (۹) مقادیر مختلف ضربه ویژه در محفظه احتراق در فشارهای مختلف کارکردی موتور را نشان می‌دهد. بر اساس اصول ترمودینامیکی و رابطه‌ی نیروی پیشران، با افزایش فشار تا محدوده مجاز در محفظه بایستی ضربه‌ی ویژه و نیروی پیشران موتور افزایش یابد، که این اصل در نمودار ذکر شده مشهود است. این مطلب با مقایسه نتایج تحلیل به‌دست آمده از هر دو نرم‌افزار ASTRA و RPA در نمودار شکل (۱۰) قابل مشاهده است.



شکل ۱۳- نمودار فشار- زمان آزمایش گرم ناموفق میکروموتور

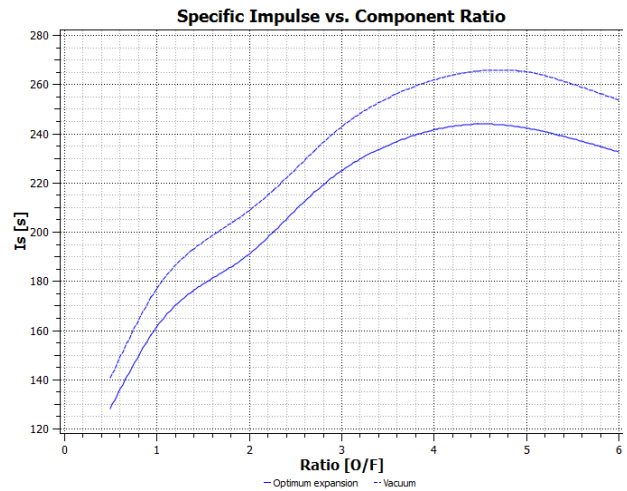


شکل ۱۴- نمودار فشار- زمان آزمایش گرم میکروموتور

به علت تک انژکتور بودن موتور و درصد اختلاط پایین پیشرانه در آن نسبت به موتورهای چند انژکتوری، استارت این موتور با اشکالاتی مواجه شد که عبارتند از: دبی کم احیاکننده نسبت به اکسیدکننده و وجود ناخالصی در احیاکننده خود مشتعل TR-1 که باعث گرفتگی انژکتور احیاکننده شد که خود این عامل باعث به وجود آمدن دلیل اول است. با پاکسازی دوباره انژکتور و کاهش فشار و دبی اکسیدکننده نسبت به احیاکننده آزمایش گرم با موفقیت به انجام رسید که نتایج آن در نمودار شکل (۱۴) نشان داده شده است.

### نتیجه گیری

همان‌طور که در نمودار شکل‌های (۷) و (۸) مشاهده شد، میزان دبی دو انژکتور خارجی و داخلی برابر مقدار تعیین شده در فشارهای مورد نظر هستند که برای طراحی از آنها استفاده شد. همچنین از این نمودارها نتیجه می‌شود که هر چه فشار پشت انژکتورها افزایش می‌یابد، میزان دبی به سمت مقدار ثابتی میل می‌کند.



شکل ۱۱- مقادیر ضربه ویژه کارکرد میکروموتور در نسبت‌های مختلف ترکیبات پیشرانه

### آزمایش گرم

مخازن پیشرانه خود مشتعل، احیاکننده و اکسیدکننده شارژ شده و فشار آنها نیز تنظیم شدند. طبق برنامه‌ریزی آزمایش، از احیاکننده خود مشتعل TR-1 و اکسیدکننده AK-27 برای استارت اولیه موتور استفاده می‌شود و بعد از روشن شدن موتور بلافاصله احیاکننده TM-185 به جای TR-1 به موتور تزریق می‌شود. در آزمایش اول، با وجود پاشش احیاکننده و اکسیدکننده، استارت ناموفق بود. تصویر این آزمایش در شکل (۱۲) نشان داده شده است. نتایج خروجی این آزمایش نیز که به صورت اعداد در بازه‌های یک ثانیه‌ای ثبت شده‌اند به صورت گراف در شکل (۱۳) ارائه شده است.



شکل ۱۲- آزمایش گرم میکرو موتور

بالا، تغییر سامانه خنک‌کاری موتور به سامانه خنک‌کاری با استفاده از عبور یکی از پیش‌رانه‌ها از جداره خنک‌کاری، تغییر سامانه سوخت‌رسانی و قطع تزریق پیش‌رانه در لحظه دلخواه با استفاده از شیرهای کنترلی، این موتور را به صورت اجرایی در صنعت فضایی به کار برد.

## مراجع

- [1] Valizadeh, E., Montazeri, M.J., Ashkuri, M.R. and Dadkhah, M., "Scenario of Optimization of a Special Liquid Rocket Engine Combustion Chamber Energizing and Mass Parameters and it's Hot-Fire Test", 8<sup>th</sup> Iranian Aerospace Society Annual Conference, Tehran, 2009, (In Persian).
- [2] Mehrabi, A., Ommi, F. and Movahednejad, E., "Design of a Liquid Subscale Engine with Single Injector for Swirl Double Base Injector Hot Test", 1<sup>st</sup> Satellite Luching Systems Meeting, Tehran, 2011, (In Persian).
- [3] Ommi, F., *Design Principals of Aerospace Engines & Propulsion*, Besat Publications, Tehran, 2000, (In Persian).
- [4] Karegar, A., "A Model for Optimized Locating of Injectors in Injector Plate by Cold Tests Results (A Thesis for the Degree of Master of Science in Aerospace Engineering)", Tarbiat Modares University, Tehran, 2007, (In Persian).
- [5] Ellerbrock, H. and Ziegenhagen, S., "Liquid Rocket Test Facility Engineering Challenges", *Acta Astronautica*, Vol. 59, 2006, pp. 1123-1134.
- [6] Burick, R.J., "Space Storable Propellant Performance Program Coaxial Injector Characterization", NASA-CR-120936, 1972.
- [7] Micci, M. M., Thomas, J.-L. and Glogowski, M., "Shear Coaxial Injector Spray Combustion Experiments", 32<sup>nd</sup> JANNAF Combustion Meeting, Huntsville, Alabama, October 23-27, 1995.
- [8] Immich, H. and Mayer, W., "Cryogenic Liquid Rocket Engine Technology Developments within the German National Tecnology Program," *paper AIAA-97-2822*, 33<sup>rd</sup> Joint Propulsion Conference, Seattle, WA, 1997.
- [9] Ommi, O., Burkalsof, Sokhof, "Research About Spray Characteristics in Injector Plate of a Liquid Micromotor," *Journal of Moscow Technical University*, Moscow, 1996, (In Russian).
- [10] Zinner, W. and et.al., "Development of Advanced Technologies for Future Cryogenic Thrust Chamber Applications," *AIAA Paper* 1997, 1997-3312.
- [11] Moosavi, S. A., "Liquid-Liquid Double Base Injector Design (A Thesis for the Degree of Master of Science in Aerospace Engineering)", Tarbiat Modares University, Tehran, 2008. (In Persian).
- [12] Ommi, F., Movahednejad, E., Kargar, A., "Experimental Investigation of Characteristics of a Double-Base Swirl Injector in a Liquid Rocket Propellant Engine," *Leonardo Journal of Sciences*, 2009, pp. 92-111.
- [13] Montazeri, M.J. and Valizadeh, E., "Presentation of a New Method for Combustion Chamber Design for a Liquid Rocket Engine and it's Experimental Test," 2<sup>nd</sup>

تک انژکتور بودن موتور و درصد اختلاط پایین پیش‌رانه در آن نسبت به موتورهای چندانژکتوری و دبی کم احیاکننده نسبت به اکسیدکننده و وجود ناخالصی در احیاکننده خود مشتعل TR-1 باعث گرفتگی انژکتور احیاکننده شد. این عوامل باعث شدند تا نمودار فشار- زمان شکل (۱۳)، در شروع ناموفق فقط در یک بازه زمانی کوتاه افزایش فشار اندکی را نشان دهد که ناشی از وجود ترکیب پیش‌رانه و بخارات نزدیک به احتراق این ترکیبات در محفظه است. در آزمایش دوم همان‌طور که در نمودار شکل (۱۴) مشاهده می‌شود پس از سه ثانیه فشار محفظه احتراق موتور به فشار مورد نظر (حدود ۲۵ بار یا ۲/۵ مگاپاسکال) می‌رسد و حدود ۶ ثانیه در این محدوده کار می‌کند و سپس به سمت کاهش فشار محفظه و رژیم خاموشی می‌رود. میزان فشار مخازن در مدت زمان آزمایش کمی کاهش می‌یابد، هر چند که فشار مخزن پیش‌رانه به مقدار کمی بیشتر نسبت به اکسیدکننده کاهش می‌یابد که این افت ناشی از وجود نشتی در یکی از شیرهای مخزن احیاکننده است.

پارامترهای کارکردی مورد انتظار طراح که در جدول مشخصات طراحی میکروموتور قید شده و در نتایج حاصل از نمودارهای مستخرج از نرم‌افزارها نیز مشاهده شد، عبارتند از: مقدار فشار محفظه احتراق میکروموتور در کارکرد واقعی باید برابر ۲۵ بار و ضربه ماکزیمم در هسته مرکزی برابر ۳۳۰ ثانیه و مدت زمان کارکرد موتور در حدود ۱۰ ثانیه. با مقایسه نتایج آزمایش پاشش گرم با این مقادیر مشاهده می‌شود که این میکروموتور با مدت زمان کارکرد حدود ۷ ثانیه به فشار حدود ۲۵ بار رسیده و ضربه ویژه آن نیز در حدود ۲۱۰ تا ۲۲۵ ثانیه اندازه‌گیری و محاسبه شد. نزدیکی این مقادیر به مقادیر مورد انتظار طراح و نتایج نرم‌افزاری حاصل از مدل‌سازی آزمایش پاشش گرم، نشان‌دهنده روش طراحی منطقی و کاربردی این میکروموتور برای آزمایش پاشش گرم انژکتور گریز از مرکز و صحت نتایج آزمایش پاشش گرم انژکتور است؛ بنابراین با توجه به کوچک و آزمایشگاهی بودن اندازه موتور و تک انژکتوری بودن آن، هزینه‌های طراحی، ساخت و آزمایش به میزان زیادی کاهش می‌یابد و در نتیجه می‌توان به دفعات زیادی آزمایش‌های مورد نظر را انجام داد و حتی در صورت تخریب یا حوادث غیرقابل پیش‌بینی در هنگام آزمایش‌ها، نمونه‌های مشابه را با اصلاح ایرادات قبلی با هزینه و زمان کمتری ساخت تا به یک طراحی بهینه و نهایی رسید.

بعد از گردآوری این نتایج و با توجه به مقدار نیروی پیش‌رانه مورد نیاز برای یک موتور پرپیش‌رانه واقعی و مورد نیاز برای پرتاب ماهواره‌ها و یا مصارف دیگر بنا به نیاز سفارش‌دهنده، می‌توان با افزایش تعداد انژکتورها، تغییر جزئی در روش طراحی، افزایش برخی متعلقات مانند توربوپمپ و مولد گازی برای تزریق پیش‌رانه با فشار

- Lake, California, Second Edition ,1971.
- [16] Mehrabi, A., “Design and Manufacturing of Subscale Engine with Single Double Base Injector and Its Combustion Model Investigation(A Thesis for the Degree of Master of Science in Aerospace Engineering)”, Tarbiat Modares University, Tehran, 2012 (In Persian).
- Iranian Combustion Society Conference*, Mash’had, 2009, (In Persian).
- [14] Krishnan, S., Ahn Sang-Hee. and Lee Choong-Won., “Design and Development of a Hydrogen-Peroxide Rocket-Engine Facility,” *Jurnal Mekanikal*, Vol. 30, 2010, pp. 24 – 36,
- [15] Leroy, J. Krzycki, “How to Design Build and Test Small Liquid Fuel Rocket Engine,” China